

NASA TT F-10,484

GPO PRICE \$ _____

CFSTI PRICE(S) \$ _____

Hard copy (HC) 3.00

Microfiche (MF) 1.65

NASA TT F-10,484

853 July 65

SHAPES FORMED BY STREAM SURFACES OF CONICAL FLOWS

G. I. Maykapar

Translation of "Tela, obrazovannyye poverkhnostyami toka konicheskikh
techeniy"
Izvestiya Akademii Nauk SSSR, Mekhanika Zhidkosti i Gaza,
No. 1, pp. 126 and 127, 1966

FACILITY FORM 602

N67-15694

(ACCESSION NUMBER)

(PAGES)

(NASA CR OR TMX OR AD NUMBER)

(THRU)

(CODE)

(CATEGORY)

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION
WASHINGTON

DECEMBER 1966

SHAPES FORMED BY STREAM SURFACES OF CONICAL FLOWS

G. I. Maykapar

Analysis showing that current surfaces of supersonic flows past cones at zero angle of attack can be used to construct a wide class of shapes for which the aerodynamic characteristics are easy to determine. The lines of intersection of the nose shocks form the edges of these shapes. As distinct from shapes obtained with the aid of current surfaces behind plane shocks, the cross sections of the shapes under consideration vary along their length.

The article shows that stream surfaces of supersonic flows near cones at /126* an angle of attack can be used to construct a rather wide class of bodies whose shape and aerodynamic characteristics can easily be computed. The intersection lines of head shocks are the ribs of the body. Unlike bodies which are constructed by means of stream surfaces behind the plane shocks, the transverse cross sections of the considered bodies vary along their length.

The calculations of flow past three-dimensional bodies is a rather difficult problem and, to date, have been carried out for a small number of particular cases. Therefore the calculation of three-dimensional flow around bodies, which can be carried out without cumbersome computations, are of significance, even if these bodies do not have a direct practical application. Such calculations make it possible to carry a certain analysis on the effect of shape on the aerodynamic characteristics, of the selection of optimum solutions, etc. The author has proposed earlier the utilization of plane shock fronts and a system of plane compression shock fronts for this purpose (ref. 1). The ribs of the bodies constructed in this manner serve as the intersection lines for the shocks, and the shock intersection lines may also be situated in the flow (ref. 2) or on the surface of the body.

It is shown below that a rather large class of bodies with pointed leading edges can be constructed by means of stream surfaces of axially symmetric flows behind the conic compression shocks. Let us consider 2 conic shocks (fig. 1) whose equations are as follows:

$$\begin{aligned} y^2 + z^2 &= x^2 \tau_1^2, & (y - y_0)^2 + z^2 &= (x - x_0)^2 \tau_2^2 \\ \tau_1 &= \operatorname{tg} \theta_1, & \tau_2 &= \operatorname{tg} \theta_2, & y_0 / x_0 &= \operatorname{tg} \delta \end{aligned} \quad (1)$$

The projection of the intersection line for these shocks on the xy plane is obtained from system (1)

$$y_0 (2y - y_0) = [(\tau_1 - \tau_2) x + \tau_2 x_0] [(\tau_1 + \tau_2) x - \tau_2 x_0] \quad (2)$$

*Numbers given in margin indicate pagination in original foreign text.

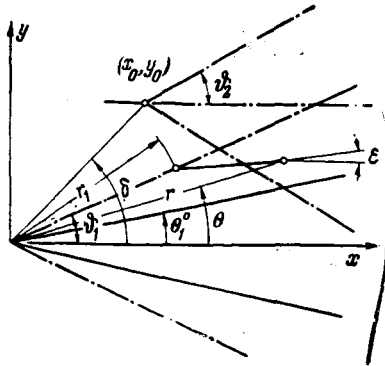


Figure 1.

stream line slope angle ϵ as a function of $\theta - \theta^0$. The accuracy of this relationship increases with M_∞ . Assuming that

$$\theta - \epsilon = 2(\theta - \theta^0)$$

we obtain the following for the stream line

$$\frac{r}{r_1} = \left(\frac{\sin 2(\theta - \theta^0)}{\sin 2(\theta^0 - \theta^0)} \right)^{1/2}$$

Now as an example let us consider bodies which are formed by stream surfaces behind identical conic shocks.

Figures 2 and 3 show a body which is symmetrical with respect to the planes xy and xz for the case when $x_0=0$, $\theta^0=15^\circ$ and $M_\infty=3$. The dot-dash lines

in this figure and in the following figures show the conic shocks. The leading part of the body is close in shape to a symmetric wing with segmented profile (fig. 2). As we move away from the nose the transverse cross section

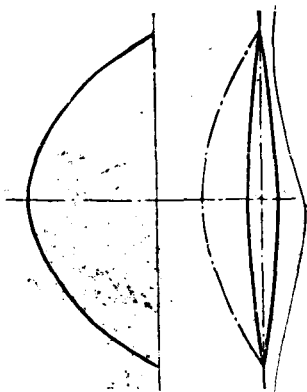


Figure 2.

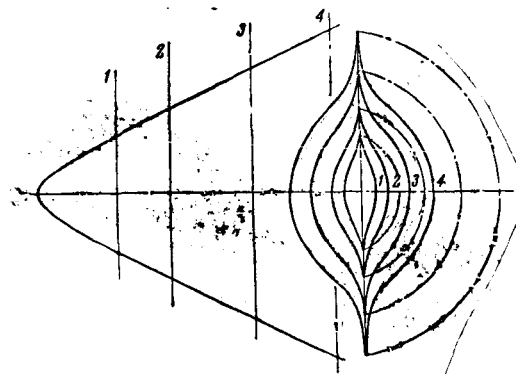


Figure 3.

asymptotically approaches a circle with plane meridional ribs (fig. 3). (The tables presented in reference 3 were used to compute $\theta-\epsilon$.)

The displacement of the apex of one of the cones ($\delta=317^\circ$) leads to the asymmetry of the body with respect to the xz plane (fig. 4). However the lift force of such a body will be close to 0 due to identical conic shocks which determine the pressure on the upper and lower surfaces of the body. The lower surface of the body can be looked upon as the lower surface of the wing whose plan form is close to that of a triangle. If the apexes n of identical conic shocks are arranged at the apexes of an equilateral polygon in the plane yz the intersection lines of the adjoining shocks will form n ribs of the body with a "star" cross section. Figures 5 and 6 show bodies corresponding to $\theta^\circ=15^\circ$, $M_\infty=3$ and $n=3$ and 4, while figure 7 shows those corresponding to $\theta^\circ=15^\circ$, $M_\infty=7$ and $n=3$.

Unlike the simplest bodies constructed by means of plane shocks, the considered bodies have cross sections whose shapes vary along the length and asymptotically approach a circle with radial ribs as we move away from the nose.

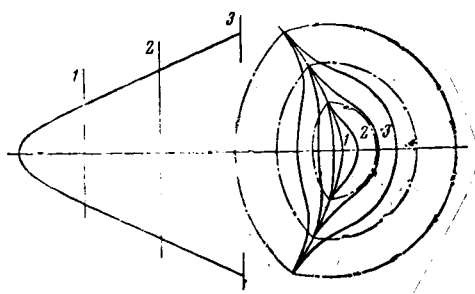


Figure 4.

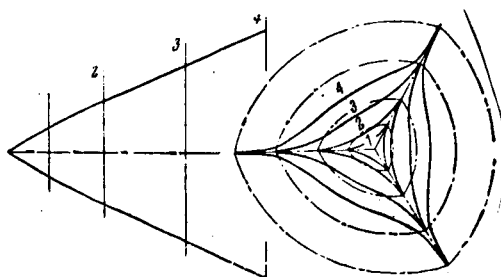


Figure 5.

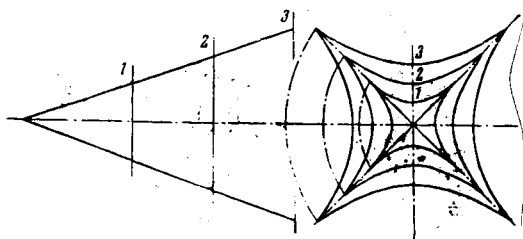


Figure 6.

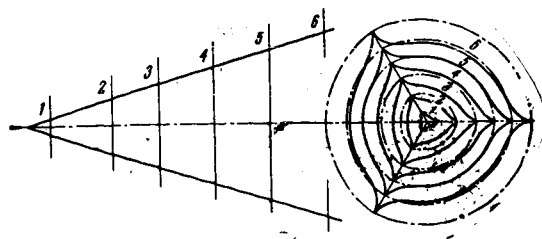


Figure 7.

REFERENCES

1. Maykapar, G. I. O volnovom soprotivlenii neosesimmetrichnykh tel v sverkhzvukovom potoke (On the Wave Drag of Nonaxially Symmetric Bodies in Supersonic Flow). PMM, Vol. 23, No. 2, 1959.
2. - - - O postroyenii sverkhzvukovogo techeniya obtekaniya tverdykh tel pri pomoshchi ploskikh skachkov uplotneniya (On the Construction of Supersonic Flow around Solid Bodies by Means of Plane Compression Shocks). Izd. AN SSSR, Mekhanika i mashinostroyeniye, No. 5, 1964.
3. Babenko, N. I., Voskresenkiy, G. P., Lyubimov, A. N. and Rusanov, V. V. Prostranstvennoye obtekaniye gladkikh tel ideal'nym gazom (The Three-dimensional Flow of an Ideal Gas around Smooth Bodies). Moscow, Izd. Nauka, 1964.

Translated for the National Aeronautics and Space Administration
by John F. Holman and Co. Inc.

4A
TTF 101484
1495-38

"stream"

A66-24438 #

SHAPES FORMED BY CURRENT SURFACES OF CONICAL FLOWS
[TELA, OBRAZOVANNYE POVERKHNOST'AMI TOKA KONI-
CHESKIKH TECHENII].

G. I. Matkhar.

Akademiia Nauk SSSR, Izvestiia, Mekhanika Zhidkosti i Gaza,
Jan. -Feb. 1966, p. 126, 127. In Russian.

Analysis showing that ~~current~~ surfaces of supersonic flows
past cones at zero angle of attack can be used to construct a wide
class of shapes for which the aerodynamic characteristics are easy
to determine. The lines of intersection of the nose shocks form
the edges of these shapes. As distinct from shapes obtained with
the aid of current surfaces behind plane shocks, the cross sections
of the shapes under consideration vary along their length. V.P.

stream

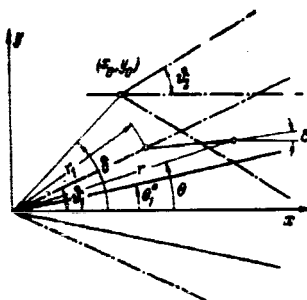
This Abstract Published in
INTERNATIONAL AEROSPACE ABSTRACTS
Issued by
TECHNICAL INFORMATION SERVICE
AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, INC.
780 THIRD AVENUE, NEW YORK, N. Y. 10017

066-24438

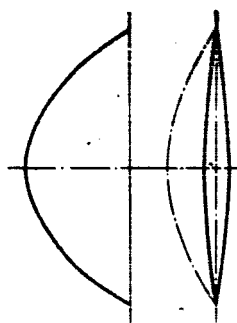
ТЕЛА, ОБРАЗОВАННЫЕ ПОВЕРХНОСТЯМИ ТОКА КОНИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ

Г. Н. МАЙНАГАР
(Москва)

В работе показано, что при помощи поверхностей тока сверхзвуковых течений около конусов под нулевым углом атаки можно построить довольно широкий класс тел, форму и аэродинамические характеристики которых легко рассчитать. Линии пересечения головных скачков являются ребрами тел. В отличие от тел, построенных при помощи поверхностей тока за плоскими скачками, поперечные сечения рассматриваемых тел меняются по их длине.

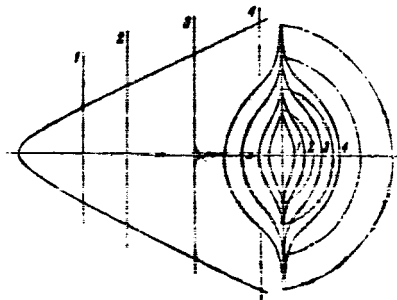


Фиг. 1

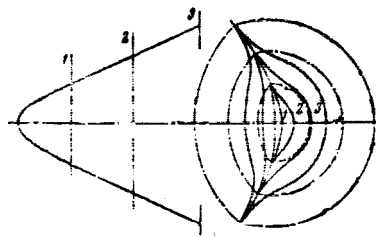


Фиг. 2

Расчеты обтекания трехмерных тел представляют весьма трудоемкую задачу и пока выполнены для немногих частных случаев. Поэтому расчеты пространственного обтекания тел, которые можно выполнять без громоздких вычислений, имеют значение, даже если эти тела и неприменимы непосредственно для практики; такие расчеты позволяют провести некоторый анализ влияния формы на аэродинамические характеристики, выбрать оптимальных решений и т. п. Автором ранее было предложено использовать для этой цели плоские скачки и системы плоских скачков уплотнения [1]. Ребра тел, построенных таким способом, являются линиями пересечения скачков. Линии пересечения скачков могут также располагаться в потоке [2] или же на поверхности тела.



Фиг. 3



Фиг. 4

Ниже показано, что довольно широкий класс тел с острыми кромками может быть построен при помощи поверхностей тока осесимметричных течений за коническими скачками уплотнения.

Рассмотрим два конических скачка (фиг. 1), уравнения которых

$$y^2 + z^2 = x^2 \tan^2 \alpha, \quad (y - y_0)^2 + z^2 = (x - x_0)^2 \tan^2 \alpha \quad (1)$$

$$\tau_1 = \tan \theta_1, \quad \tau_2 = \tan \theta_2, \quad y_0 / x_0 = \tan \delta$$

Проекция линии пересечения этих скачков на плоскость xy определяется из системы

Из (2) видны конусы ($\tau_1 =$ численного для кости пересече

$$\frac{dy}{dx}$$

линии пересече

Для прибли

линий тока или

показуется тем

с точностью тем

число M_{∞} или

зависимость разн

θ и угла накло

разности $\theta - \theta$

$$\theta - \theta$$

для линии тока

$$\frac{r}{r_1} = \left(\frac{y_1}{y} \right)$$

Рассмотрим

примеров тела,

ностями тока и

ческими скачка

На фиг. 2

ричное отношение

к телу, соотн

$x_0 = 0, \theta = 15^\circ$

штрихпунктирн

на следующих ф

инических скачки

близка по фор

крылу с сегме

(фиг. 2), по мере

поперечное сеч

приближается к

меридиональным

(Для вычисления

лись таблицы

Смещение к

конусов ($\delta = 31$

метрии тела от

будет близкой к

давление на вер

рассматривать н

ка к треугольни

вершинах прави

ных скачков обр

фиг. 5 и 6 пока

фиг. 7 — сече

В отличие от

считываемых

тотически про

1. Майнага

2. Майнага

3. Майнага

4. Майнага

5. Майнага

6. Майнага

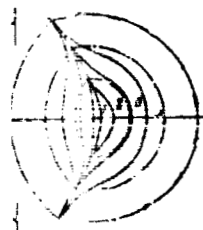
7. Майнага

К IX ТЕЧЕНИИ

звуковых течений
до широкий класс
рассчитать. Линии
тед, построенных
е сечения рассма-



удобную задачу и
еты пространствен-
вычислений, имеют
ля практики; также
а аэродинамическо-
ранее было предло-
жих скачков уплот-
нения пересечения
сечения скачков мо-
ются в потоке [2]
сти тела.



и прямыми может
тесном за конче-
торы

(1)

и делается из

(2)

Из (2) видно, что линия пересечения будет плоской кривой в случае одинаковых конусов ($\tau_1 = \tau_2$), в остальных случаях она будет кривой на поверхности параболы цилиндра. Наклон плоскости пересечения скачков равен

$$\frac{dy}{dx} = \frac{\tan^2 \theta}{\tan \delta} \quad (3)$$

линия пересечения — гипербола.

Для приближенного построения линий тока конического течения воспользуемся тем обстоятельством, что с точностью тем большей, чем больше число M_∞ , имеет место линейная зависимость разности полярного угла θ и угла наклона линии тока δ от разности $\theta - \theta^*$. Принимаем,

$$\theta - \delta = 2(\theta - \theta^*)$$

для линии тока получим

$$\frac{r}{r_1} = \left(\frac{\sin 2(\theta - \theta^*)}{\sin 2(\theta - \theta^*)} \right)^{1/2}$$

Рассмотрим теперь в качестве примера тела, образующие поверхность тела из одинаковых конических скачков.

На фиг. 2 и 3 показано симметричное относительно плоскостей xz и yz тело, соответствующее случаю $\alpha_0 = 0$, $\theta^* = 15^\circ$ и числу $M_\infty = 3$, штрихпунктирными линиями здесь и на следующих фигурах показаны конические скачки. Передняя часть тела близка по форме к симметричному крылу с сегментальным профилем (фиг. 2), но мере удаления от носика поперечное сечение асимптотически приближается к кругу с плоскими меридиональными ребрами (фиг. 3). (Для вычисления $\theta - \delta$ использовались таблицы [3]).

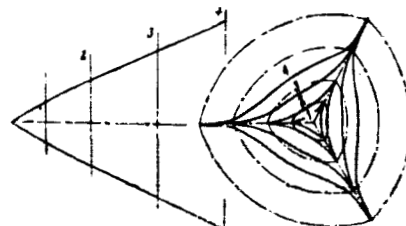
Смещение вершины одного из конусов ($\delta = 317^\circ$) приводит к асимметрии тела относительно плоскости xz (фиг. 4). Однако подъемная сила такого тела будет близка к нулю вследствие одинаковых конических скачков, определяющих давление на верхнюю и нижнюю поверхности тела. Нижнюю поверхность тела можно рассматривать как нижнюю поверхность крыла, форма в плане которого весьма близка к треугольнику. Если расположить вершины n одинаковых конических скачков в вершинах правильного n -угольника в плоскости yz , то линии пересечения соседних скачков образуют n ребер тела с звездообразным поперечным сечением. На фиг. 5 и 6 показаны тела, соответствующие $\theta^* = 15^\circ$, $M_\infty = 3$ и $n = 3$ и 4 , а на фиг. 7 — соответствующее $\theta^* = 15^\circ$, $M_\infty = 7$ и $n = 3$.

В отличие от простейших тел, построенных при помощи плоских скачков, рассматриваемые тела имеют форму поперечных сечений, меняющуюся по длине и асимптотически приближающуюся к кругу с удалением от носика к кругу с радиальными ребрами.

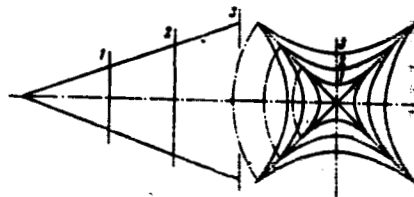
Получено 4 VI 1965

ЛИТЕРАТУРА

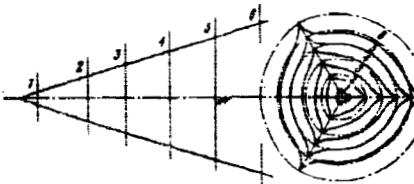
1. Майкапар Г. И. О волновом сопротивлении несимметричных тел в сверхзвуковом потоке. ЦММ, 1965, т. 25, вып. 2.
2. Майкапар Г. И. О построении сверхзвукового течения обтекания твердых тел при помощи плоских скачков уплотнения. Изв. АН СССР. Механика и машиностроение, 1964, № 5.
3. Бабенко И. И., Воскресенский Г. П., Любимов А. И., Русанов Н. В. Пространственное обтекание гладких тел идеальным газом. М., Изд. «Наука», 1964.



Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7